

УДК 536.242

# ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМУ ЕЛЕКТРОННОГО ПРИЛАДУ ЗА ЗМІННИХ ТЕПЛОВИДІЛЕННЯ ТА ЗОВНІШНІХ ГРАНИЧНИХ УМОВ

**В. М. Батуркін**

Доктор технічних наук, старший науковий співробітник\*

Контактний тел.: 067-503-82-20

E-mail: baturkinvm@mail.ru

**Є. В. Шевель**

Кандидат технічних наук, доцент\*

Контактний тел.: 067-786-77-63

E-mail: euge28@bigmir.net

**Ю. В. Кузан**

Магістрант\*

Контактний тел.: 063-389-96-35

E-mail: kuzan\_julia@mail.ru

\*Кафедра атомних електростанцій і інженерної теплофізики

Національний технічний університет

України «Київський політехнічний інститут»

пр. Перемоги, 37, м. Київ, Україна, 03056

*Запропоновано теплову модель електронного приладу з радіаційним відводом теплоти системою забезпечення теплового режиму на основі газорегульованої теплової труби. Визначено параметри елементів теплової схеми для забезпечення температури корпусу  $293 \pm 10$  К у діапазоні тепловиділення 1,5...15 Вт за змінних граничних умов. Розроблено підхід до теплового моделювання запропонованої системи в пакеті SolidWorks Flow Simulation*

*Ключові слова: забезпечення теплового режиму, прилад, тепла труба, моделювання*

*Предложена тепловая модель электронного прибора с радиационным отводом теплоты системой обеспечения теплового режима на основе газорегулируемой тепловой трубы. Определены параметры элементов тепловой схемы для обеспечения температуры корпуса  $293 \pm 10$  К в диапазоне тепловыделения 1,5...15 Вт и переменных граничных условиях. Разработан подход к тепловому моделированию предлагаемой системы в пакете SolidWorks Flow Simulation*

*Ключевые слова: обеспечение теплового режима, прибор, тепловая труба, моделирование*

## 1. Вступ

Розвиток систем зв'язку та збору інформації за допомогою обладнання, розташованого на космічних апаратах (КА) є одним з основних напрямків науково-технічного прогресу. При створенні та експлуатації космічної апаратури необхідно вирішувати багато наукових та технічних проблем, однією з яких є забезпечення належного теплового режиму бортових службових та наукових приладів.

Внаслідок змінного теплового навантаження приладу, що залежить від його орієнтації відносно Сонця та Землі, циклу функціонування бортової апаратури, виникає необхідність не просто охолоджувати прилад, а й регулювати інтенсивність цього охолодження з метою забезпечення певного температурного діапазону його експлуатації. Звуження цього діапазону покращує точність параметрів і вимірів, які здійснює апаратура. Для вирішення цієї задачі використовуються системи забезпечення теплового режиму (СТЗР).

## 2. Аналіз літературних джерел

Розміщення апаратури в КА передбачає два варіанти. У першому випадку бортова апаратура розташовується всередині КА в герметичному контейнері, у другому випадку застосовується безконтейнерний варіант, при якому бортова апаратура розташована безпосередньо на рамах і корпусі КА, що дозволяє відводити теплоту в космічний простір.

Одним з найбільш ефективних пасивних способів (без використання додаткових джерел енергії) охолодження бортової космічної апаратури є випромінювання теплоти в космічне середовище за допомогою радіаційних теплообмінників [1]. Теплові акумулятори [2] використовуються для накопичення теплової енергії, що виділяється приладом протягом заданого часу при заданій зміні температури з наступним вивільненням цієї енергії. Сублімаційні та випарні системи мають обмежений ресурс, оскільки охолодження в них проводиться за рахунок теплоти сублімації або випарування робочого тіла у відкритий космос [3]. Також, методом регулювання температури приладів

є установка жалюзі або екранів, за допомогою яких змінюється ефективна поверхня випромінювання [1]. Нагрівачі, які регулюються за допомогою термореле, застосовуються для підтримання температури приладів під час перебування на затемненій частині орбіти або у режимі спокою.

Існують нові перспективні розробки елементів систем терморегулювання: покриття зі змінним і керованим ступенем чорноти (в діапазоні 0,2...0,8); радіатори – мікрожалюзі (змінна ефективна ступеня чорноти у два рази); механічні теплові мікрокомутатори теплового ланцюга (змінна термічного опору в режимі «включено й виключено» 100:1); композитні матеріали вуглець-вуглець з теплопровідністю 400...1100 Вт/(м×К).

Досить поширеними є СЗТР з використанням теплових труб [4], перевагами яких є передача значного теплового потоку (1...200 Вт) на відносно велику відстань (0,1...2 м) без застосування механічних насосних систем і додаткових джерел енергії, малий термічний опір (0,01...0,1 К/Вт), невелика маса (до 0,4 кг на 1 м довжини транспорту теплоти), різноманітність конструкцій і форм, експлуатація у широкому температурному діапазоні, стабільність теплових характеристик при впливі факторів космічного середовища, а також можливість регулювання температури приладу пасивними засобами без використання додаткових електронних систем. Для реалізації саме регулюючої функції застосовують газорегульовані теплові труби (ГРТТ) [4], термічний опір яких визначається довжиною зони тепловідводу, блокованої газом, що не конденсується (НКГ) і залежить від теплонавантаження та температурних умов тепловідводу у космічне середовище. Результати досліджень теплових процесів у ГРТТ та визначення механізму регулювання температури наведені у багатьох джерелах, наприклад [5-7].

В роботі розглядаються процеси теплообміну у негерметичному електронному приладі, в корпусі якого розміщені 4 електронні плати з тепловиділяючими елементами. Стабілізація температури корпусу приладу здійснюється СЗТР, яка базується на використанні ГРТТ для відведення теплоти випромінюванням в навколишнє середовище. За прототип обрано СЗТР, опис якої наведено в [8], а теплотехнічні умови функціонування приладу – згідно з [9].

### 3. Основна частина

Принцип функціонування СЗТР. Тепловиділення елементів плат електронного блоку  $Q_{пр}$  та теплові потоки теплообміну приладу з навколишнім середовищем (посадкові місця  $Q_{пр-пм}$ , корпус космічного апарату  $Q_{пр-о}$ ) відводяться ГРТТ  $Q_{ГРТТ}$  до радіатора і випромінюються у космічний простір (рис. 1). Цей тепловий потік повинен бути  $Q_{ГРТТ} > 0$  при всіх можливих комбінаціях внутрішніх та зовнішніх параметрів. Теплова труба є елементом зі змінним термічним опором між приладом та космічним простором, який крім теплопередавальної функції також є пасивним регулятором, і підтримує постійну температуру корпусу приладу за рахунок змінної поверхні радіатора (довжина зони для випромінювання ( $L_{рад} - L_{г}$ ) може змінюватися від 0 до  $L_{рад}$ ).

Тепловий баланс для корпусу приладу містить такі складові (рис. 1): відтоки (притоки) теплоти від (до) приладу до (від) посадкового місця  $Q_{пр-пм}$  (по опорах  $Q_{оп}$ , по кабелях  $Q_{каб}$ , випромінюванням через екранно-вакуумну теплоізоляцію (ЕВТІ) днища до посадкового місця  $Q_{ЕВТІ-пм}$ ), відтоки теплоти через бічну поверхню ЕВТІ в навколишнє середовище  $Q_{ЕВТІ-о}$ , теплообмін прилад – радіатор (відтоки на радіатор через ЕВТІ на кришці блока  $Q_{ЕВТІ-рад}$ , відтоки по опорах на радіатор  $Q_{оп-рад}$ , відведення теплоти по ГРТТ  $Q_{ГРТТ}$ ) і для стаціонарного режиму має такий вигляд:

$$Q_{пр} = (Q_{оп} + Q_{каб} + Q_{ЕВТІ-пм}) + Q_{ЕВТІ-о} + Q_{ГРТТ} + Q_{ЕВТІ-рад} + Q_{оп-рад}. \quad (1)$$

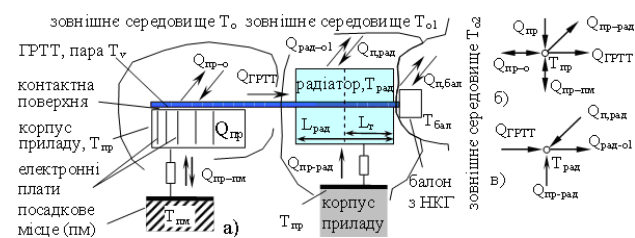


Рис. 1. Складові теплового балансу приладу (а), розподіл теплових потоків для приладу (б) і частини радіатора, вільної від НКГ (в).  $Q_{п,рад}$ ,  $Q_{п,бал}$  – поглинений тепловий потік радіатором або балоном

Запропонований принцип регулювання температури було експериментально апробовано в макеті автономного електронного приладу (розміри 0,2×0,3×0,16 м, маса 4 кг) для умов навколосезонної орбіти з висотою 300 км при орієнтації площини радіатора перпендикулярно вектору швидкості КА, а також визначено діапазони зміни граничних умов: температури посадкових місць  $T_{пм} = 253...323$  К, густина поглинутого теплового потоку  $q_{п,рад} = Q_{п,рад}/F_{рад} = 120...270$  Вт/м<sup>2</sup> та тепловиділення приладу  $Q_{пр} = 2...13$  Вт [9]. За цих умов рівень стабілізації температури поверхні корпусу приладу  $T_{пр}$  становив  $293 \pm 10$  К у пасивному режимі. Визначення складових теплового балансу та границь використання цього принципу пасивного регулювання температури, а також аналіз теплового стану електронних компонентів плат є актуальним і проведено у даній роботі.

На основі сумісного аналізу теплообміну в системі «посадкові місця КА – прилад – СЗТР – космічне середовище» та регулюючої характеристики ГРТТ [10] при температурі приладу  $T_{пр}$  на рівні 293 К і  $T_{пм,мін} < T_{пр} < T_{пм,макс}$  визначено такі обов'язкові умови:

а) тепловий потік  $Q_{ГРТТ}$ , що відводиться ГРТТ, має бути в певних межах

$Q_{ГРТТ,мін} \leq Q_{ГРТТ} \leq Q_{макс}$ , обумовлених фізичними процесами теплоперенесення в ГРТТ;

б) складові теплового балансу приладу, які включають теплообмін з посадковим місцем  $Q_{пр-пм}$  та зовнішнім середовищем  $Q_{пр-о}$ , при мінімальних і максимальних значеннях  $T_{пр}$ ,  $T_{пм}$ ,  $T_o$  знаходяться в межах  $Q_{мін} < (Q_{пр,мін} - Q_{пр-пм} - Q_{пр-о})$  і  $Q_{макс} > (Q_{пр,макс} + |Q_{пр-пм}| + |Q_{пр-о}|)$ ;

в) вибір площі поверхні радіатора  $F_{рад}$  та його теплової ефективності  $\eta_{рад}$  забезпечують умову  $\eta_{рад} \times \epsilon_{рад} \times F_{рад} \times \sigma \times (T_{в,макс}^4 - T_{о1,макс}^4) \geq (Q_{пр,макс} + |Q_{пр-пм}| + |Q_{пр-о}| + |Q_{пр-рад}| + Q_{п,рад,макс})$ ;

г) зміна температури пари  $T_v$  обумовлена термодинамікою переміщення газової пробки в діапазонах  $T_{v,\min} \geq (T_{pr,\min} - Q_{pr,\min} R_{pr-v})$  і  $T_{v,\max} \leq (T_{pr,\max} - Q_{pr,\max} R_{pr-v})$ , де  $R_{pr-v}$  – термічний опір «прилад – пара ГРТТ» при мінімальній і максимальній температурах радіатора та балона, що визначаються їх зовнішнім теплообміном.

Складові потоку  $Q_{pr-пм}$  є пропорційними  $(T_{pr} - T_{пм})$  і  $(T_{pr}^4 - T_{пм}^4)$ , а складові потоку  $Q_{pr-o}$  – пропорційні  $(T_{pr} - T_o)$  і  $(T_{pr}^4 - T_o^4)$ .

Для «холодного» режиму середня температура блока становить  $T_{pr,\min} = 293$  К, температура посадкового місця  $T_{пм,\min} = 253$  К, температура поверхні радіатора  $T_{рад} = 233$  К. При «гарячому» режимі:  $T_{pr,\max} = 303$  К,  $T_{пм,\max} = 323$  К,  $T_{рад} = 273$  К. Значення температури  $T_o$  було прийнято від 4 до 253 К для «холодного» режиму та від 4 до 323 К – для «гарячого» режиму. Значення цієї температури залежить від способу установки приладу на космічному апараті та орієнтації приладу відносно зовнішніх теплових джерел (космічний простір, Сонце, Земля).

Складові теплового балансу було розраховано для «холодного» і «гарячого» режимів за зміни термічного опору  $R_{оп}$  в межах (50...400) К/Вт і ефективної випромінювальної здатності ізоляції  $\epsilon_{eff} = (5 \cdot 10^{-4} \dots 0,1)$ , що відповідає діапазону значень, які можливо досягнути на практиці.

На рис. 2 представлено залежність відведеного теплового потоку від блока при його функціонуванні в «холодному» і «гарячому» режимах в залежності від коефіцієнта випромінювання ЕВТІ і термічного опору при трьох значеннях температур навколишнього середовища  $T_o$ . Судячи з рисунку, суттєвий вплив на терморегулювання спричиняє ефективний коефіцієнт випромінювання ЕВТІ. Невірно підібрана і змонтована теплоізоляція може спричинити відмову функціонування електронного блока при малому виділенні теплоти – відтоки теплоти можуть перевищувати внутрішнє тепловиділення, і режим стабілізації порушиться. Значення  $\epsilon_{eff} < 0,005$  необхідне для забезпечення початку функціонування СЗТР ( $Q_{pr,\min} = 1,5$  Вт) для «холодного» режиму при  $T_o = 253$  К. Для «гарячого» режиму  $\epsilon_{eff}$  може бути меншою 0,02, оскільки тепловий потік від посадкового місця використовується для функціонування ГРТТ.

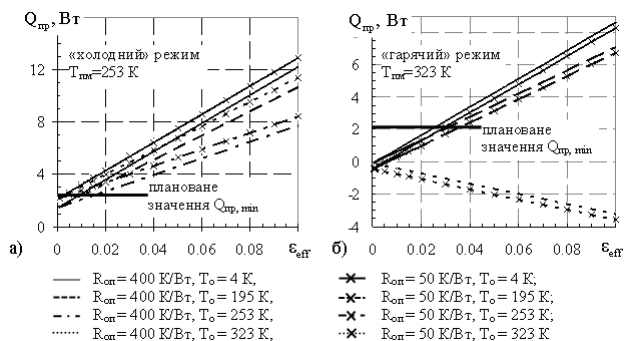


Рис. 2. Мінімальне значення теплонавантаження приладу для початку функціонування пасивної СЗТР у «холодному» (а) та «гарячому» режимах. Дані отримано при  $Q_{ГРТТ,\min} = 1$  Вт,  $R_{каб} = 145$  К/Вт

При розрахунку теплового балансу (рис. 2) враховувався мінімальний тепловий потік  $Q_{ГРТТ,\min} = 1$  Вт, що передається газорегульованою тепловою трубою теплопровідністю по її корпусу від зони нагріву до зони конденсації, а також дифузійною робочої рідини метанолу у аргонову пробку (аргон є газом, що не конденсується), при якому ГРТТ забезпечує регулювання температури. Зменшення цієї величини знижує значення  $Q_{pr,\min}$ . Теоретична оцінка величини  $Q_{ГРТТ,\min}$  за допомогою рекомендацій [4-6] дає порядок 0,15 Вт для «холодного» режиму, що призводить до  $Q_{pr,\min} = 1,7$  Вт для «холодного» режиму. Ця величина кореспондується з експериментальним значенням  $Q_{pr,\min} = 2$  Вт [9].

Опори та кабелі з максимальним значенням термічного опору сприяють зменшенню мінімального потрібного тепловиділення приладу, а низькі значення  $\epsilon_{eff} < 0,005$  є необхідною умовою для досягнення  $Q_{pr,\min} = 1.5 \dots 2$  Вт.

Досвід інтегрування СЗТР з тепловими трубами сумісно з електронним приладом є досить обмеженим у стандартних пакетах для 3-вимірного проектування і теплового моделювання (Solid Works, Ansys, Inventor, Catia та ін.). Тому у програмному пакеті SolidWorks Flow Simulation було побудовано геометричну модель автономного негерметичного блока з радіаційною СЗТР на базі ГРТТ (рис. 3а). Всередині блока встановлено чотири електронні плати у вертикальному положенні. ГРТТ складається з труби, балона для газу, що не конденсується, та капілярної структури з різними поперечними перерізами в різних зонах. Радіатор складається з 60 ребер. Для спрощення моделювання прибрано скруглення і отвори на елементах моделі, стійки і опори замінені циліндрами, кабель замінений на циліндр пропорційних розмірів, а теплову трубу представлено прутком прямокутного перерізу з різними властивостями в кожній зоні, прибрано затиски для плат, кутники, роз'єми, кабелі всередині блока, притискний фланець виконано більш простої форми. Фізичні властивості елементів системи, що вносяться в модель (теплоємність, теплопровідність, густина), перераховано на нові геометричні параметри для збереження теплових властивостей реальної конструкції.

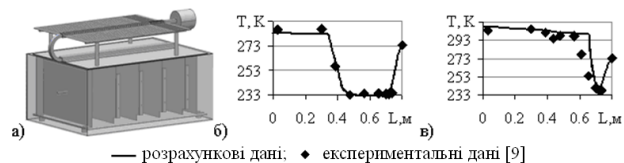


Рис. 3. Спрощена модель електронного блока (а), розподіл температури корпусу ГРТТ по довжині у «холодному» (б) і «гарячому» (в) режимах функціонування блока

Моделювався випадок, коли блок «заглиблений» в навколишнє середовище з температурою посадкового місця, тому навколо блока побудовано оболонку з постійною температурою посадкового місця, на яку замикались опори і кабель, зовнішня стінка оболонки була адіабатною. Сумарне тепловиділення плат в «холодному» режимі становить 1,5 Вт, в «гарячому» – 13 Вт,  $\epsilon_{eff} = 0,001$ , коефіцієнти чорноти плат, стінок блока, опор, радіатора становлять, відповідно:  $\epsilon_{пл} = 0,7$ ,  $\epsilon_{бл} = 0,8$ ,  $\epsilon_{оп} = 0,8$ ,  $\epsilon_{рад} = 0,85$ .

Всі елементи були розбиті за допомогою структурованої сітки таким чином, що розміри чарунок теплової труби, радіатора, стійок, опор склали до  $2 \text{ мм}^3$ , розміри чарунок балона, кабелю – до  $0,3 \text{ мм}^3$ , а розміри чарунок фланця, кутників, стінок і плат – до  $8 \text{ мм}^3$ . Розрахунок стаціонарної задачі займає 1,3 год. на ПК з процесором QuadCore AMD Phenom II X4 Black Edition B55, оперативною пам'яттю DDR3-1333 4 Гб.

Так як в «холодному» режимі передача теплоти по ГРТТ відбувається теплопровідністю і меншою мірою дифузєю, то в моделі не було використано допоміжних прийомів – враховувалась передача теплоти теплопровідністю по корпусу ГРТТ. Для «гарячого» випадку постала необхідність моделювати високу поздовжню теплопровідність ГРТТ. Для моделювання цього теплопереносу в межах програмного пакету було використано умовну накладку з високим коефіцієнтом теплопровідності і з контактним опором між накладкою і корпусом ГРТТ. Довжина накладки та її теплопровідність вибирались такими, щоб розподіл температури по довжині моделі корпусу ГРТТ відповідав розподілу, отриманому експериментальним шляхом. Таким чином, теплопровідність накладки становить  $30000 \text{ Вт/(м·К)}$ , її довжина в зоні конденсації –  $0,235 \text{ м}$ , контактний опір відповідає коефіцієнту тепловіддачі пари від стінки всередині труби –  $0,001 (\text{м}^2\cdot\text{К})/\text{Вт}$ .

До бічної поверхні балона з газом, що не конденсується, підводилась густина теплового потоку, яка забезпечувала температуру стінки  $0^\circ\text{C}$ : при «холодному» режимі –  $145 \text{ Вт/м}^2$ , при «гарячому» –  $140 \text{ Вт/м}^2$ . Температура радіатора в зоні, не задіяній як конденсатор ГРТТ, підтримувалась на рівні  $-40^\circ\text{C}$  підведенням густини теплового потоку  $170 \text{ Вт/м}^2$ . Ці значення температур обирались з огляду на те, що в умовах функціонування супутника на орбіті його поверхні не матимуть температуру нижчу за вказану.

Розподіл температури по довжині ГРТТ в «холодному» і «гарячому» режимах представлено на рис. 3 (б, в). Розбіжність між отриманим розподілом температури і експериментальним у «холодному» режимі не перевищує 25 %, у «гарячому» в зоні нагріву ГРТТ не перевищує 10 %, в зоні активної конденсації – 40 %. В зоні газової пробки має місце суттєва різниця експериментальних даних і розрахункових, що спричинено неможливістю моделювання реальних процесів, що відбуваються в тепловій трубі, де має місце поступове затухання поздовжньої теплопровідності корпусу, а не різке, як у даній моделі. Розбіжності між отриманими тепловими потоками, що відводяться (підводяться) від електронного блока по опорам, стійкам і ГРТТ при «експрес-розрахунку» (за допомогою складеного теплового балансу) і за допомогою комп'ютерного моделювання складають до 19 %, що свідчить про можливість використання «експрес-розрахунку» для визначення ключових характеристик процесів теплообміну в системі.

Матеріал плат – склотекстоліт FR4, має низьку теплопровідність –  $0,3 \text{ Вт/(м·К)}$ . Неізотермічність по платах товщиною  $1 \text{ мм}$  у «холодному» режимі становить до  $4 \text{ К}$ , а у «гарячому» – до  $24 \text{ К}$ . Великий температурний перепад є загрозливим, так як можуть виникати значні температурні розширення, і плата може вигинатись, порушуючи розташування елементів і доріжок на ній, що може призвести до відмови функціонування апаратури.

При включенні у плату прошарку міді товщиною  $0,3 \text{ мм}$  (умовна теплопровідність плати –  $125 \text{ Вт/(м·К)}$ ) значення неізотермічності зменшується до  $5 \text{ К}$ . На рис. 4 представлено перепад температур між максимальною температурою плат і кришкою в залежності від площі на платі, до якої підводиться така ж кількість теплоти, що й при рівномірному тепловому потоці по всій платі.

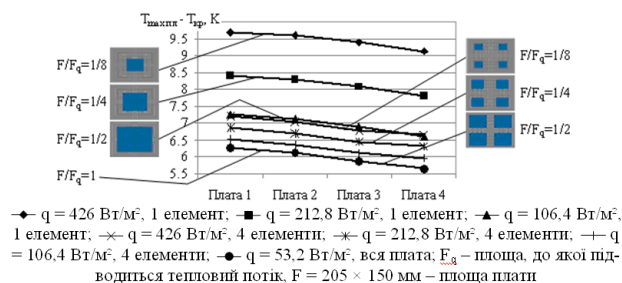


Рис. 4. Перепад температур між платами і кришкою блока від способу підведення теплоти

#### 4. Висновки

На основі проведеного аналізу теплового балансу електронного приладу з СЗТР з ГРТТ визначено теплові параметри елементів СЗТР, що забезпечують регулювання температури корпусу приладу у діапазоні  $293 \pm 10 \text{ К}$  у пасивному режимі при тепловиділенні  $1,5...13 \text{ Вт}$  та температурі посадкових місць  $253...323 \text{ К}$ . Температура друкованих плат, виготовлених із матеріалу FR-4, вище температури корпусу на  $4...24 \text{ К}$  при тепловиділенні  $1,5...13 \text{ Вт}$ . Для більшої ізотермічності плат обов'язковим є використання прошарку міді та розташування елементів з найменшою густиною теплового потоку, якомога розкиданих по площі плати.

Теплове моделювання приладу, здійснене в даній задачі, дає похибку результатів по температурному розподілу вздовж ГРТТ до 40 %, що дає можливість проводити оціночні розрахунки температурного режиму електронного блока з системою забезпечення теплового режиму на основі газорегульованої теплової труби з відведенням теплоти випромінюванням.

В подальше вивчення задачі входить розгляд процесів теплообміну в елементах системи з метою оптимізації розташування плат відносно корпусу ГРТТ та елементів на платах при їх нерівномірному тепловиділенні. Слід провести поглиблене вивчення впливу термічного опору складових систем, контактних опорів між ними, характеристик поверхонь, що приймають участь в радіаційному теплообміні та ін. Також важливим є розробка адекватної теплової моделі, що відображає теплові процеси в тепловій трубі більш коректно, для її інтеграції в стандартний комерційний пакет, наприклад, в SolidWorks Flow Simulation.

#### Література

1. Пяк Б. Н. Обзор современных систем радиационного терморегулирования научных приборных отсеков кос-



- мических аппаратов [Текст] / Б. Н. Пяк, С. Н. Царевский // Конструирование научной космической аппаратуры: сб. научн. трудов. – М.: Наука, 1976. – С. 56–63.
2. Алексеев В. А. Расчет устройств охлаждения электронной аппаратуры с использованием плавящихся веществ [Текст] / В. А. Алексеев, В. В. Антонов // Электронная техника в автоматике: сб. научн. трудов. – М.: Радио и связь. – 1985. – Вып. 16. – С. 147–155.
  3. Андреанов В. Автоматические планетарные станции [Текст] / В. Андреанов, В. Артамонов [и др.] – М.: Наука, 1973. – 280 с.
  4. Низкотемпературные тепловые трубы для летательных аппаратов [Текст] / В. Г. Воронин, А. В. Ревякин, В. Я. Сасин и др.; под ред. Г. И. Воронина. – М.: Машиностроение, 1976. – 200 с.
  5. Edwards D. K. Theory and design of variable conductance heat pipes: steady state and transient performance: Research Report N3, CR – 114530 / D. K. Edwards, G. L. Fleischman, B. D. Marcus // TRW systems Group. – 1972.
  6. Delil A.A.M., van der Vooren J. Uniaxial model for gas-loaded variable conductance heat pipe performance in the inertial flow regime: Proc. 4th Int. Heat Pipe Conf. "Advances in Heat Pipe Technology, London, 1981. – pp. 359-372.
  7. Antoniuk D. Generalized modelling of steady state and transient behaviour of variable conductance heat pipes: Proc. of AIAA 22nd Thermophysics Conf., Honolulu HI, USA, 1987.
  8. Батуркин В. М. Система терморегулирования космической аппаратуры на основе газорегулируемой тепловой трубы [Текст] / В. М. Батуркин, А. А. Дудев, // Конструирование и технология изготовления космических приборов. – М.: Наука, 1985. – С. 22-32.
  9. Батуркин В. М. Исследование характеристик системы терморегулирования электронного блока с применением тепловой трубы переменного термического сопротивления [Текст] / В. М. Батуркин, А. А. Дудев, Н. К. Гречина // Конструирование и технология изготовления космических приборов. – М.: Наука, 1987. – С. 44-57.
  10. Батуркин В. М. Системы обеспечения теплового режима на основе тепловых труб для научного космического приборостроения [Текст] : дис. ... доктора техн. наук / Батуркин Владимир Михайлович. – К., 2011. – 350 с.

### Abstract

*The thermal model of electronic device (sizes 0.36 x 0.24 x 0.16 m, mass 4 kg), functioning in the conditions of space vacuum, is offered. The temperature regime of device case is maintained by the passive thermal control system on heat pipe of variable thermal resistance with heat removal by the radiation into the opened space. The analysis of components of thermal balance for the electronic device case is conducted, and an approach to the thermal modeling of the system "electronic cards – device case – heat pipe – environment" is developed by means of the SolidWorks Flow Simulation program. The parameters of required structural elements (multilayer thermal insulation, supports), at which the passive regulation of the device temperature in the range of  $293 \pm 10$  K at the change of heat generation from 1.5 W to 15 W, the temperature of environment surrounding a device within 253...323 K, and absorbed heat flux from external sources of 120...270 W/m<sup>2</sup> is realized, are determined. On the basis of conducted thermal modeling the temperature conditions of device case and elements of electronic printing cards at heat generation density to 0.5 kW/m<sup>2</sup> at the use of the passive thermal control system on the gas-regulated heat pipe is calculated. Tasks for creation of thermal model that represents thermal processes in a heat pipe more correctly for its integration in a standard commercial package, for example, in SolidWorks Flow Simulation are defined. The obtained results are intended for the use at development of scientific equipment of nonhermetic space vehicles*

**Key words:** thermal control systems, device, heat pipe, modeling